

طراحی بهینه سامانه کنترل پیشرانش تک مؤلفه‌ای آب اکسیژنه برای یک سامانه انتقال مداری ماهواره تحت عدم قطعیت

محمد فاتحی^۱، علیرضا طلوعی^۱، بهروز کشته‌گر^۳

^۲ دانشجوی دکتری، دانشکده فناوری‌های نوین و مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران، m_fatehi@sbu.ac.ir

^۲ دانشیار، دانشکده فناوری‌های نوین و مهندسی هوافضا، دانشگاه شهید بهشتی، تهران

^۳ دانشیار، دانشکده فنی و مهندسی، دانشگاه زابل

تاریخ دریافت: ۱۳۹۹/۰۸/۱۷

تاریخ پذیرش: ۱۳۹۹/۱۲/۰۵

چکیده

در نظر گرفتن عدم قطعیت یک بخش جداناپذیر در مسائل طراحی صنعتی و نزدیک به واقعیت است. در نظر نگرفتن این عدم قطعیت‌ها در طراحی می‌تواند منجر به کاهش کارایی سامانه و حتی بدتر در برخی از مسائل موجب شکست مأموریت به طور کامل شود. در پژوهش حاضر به پیاده‌سازی یکی از روش‌های طراحی تحت عدم قطعیت یعنی بهینه‌سازی بدترین حالت برای طراحی یک سامانه پیشرانش تک مؤلفه‌ای آب اکسیژنه پرداخته شده است. روش پیشنهادی در این پژوهش شامل دو نوع عدم قطعیت شناختی و غیر شناختی نیز می‌شود. این روش با جداسازی پارامترها و متغیرهای طراحی برای هر سه نوع بیان عدم قطعیت تنک، تک بازه و چند بازه‌ای به جستجوی نقطه بهینه به کمک الگوریتم ژنتیک می‌پردازد. طراح در انتخاب نوع توزیع بی‌تأثیر بوده و نوع توزیع بسته به داده‌های موجود تعیین می‌شود. به عبارت دیگر حتی عدم قطعیت در نوع توزیع و پارامترهای آن نیز مدنظر قرار گرفته است. همچنین برای تخمین پارامترهای توزیع از روش مبتنی بر حداکثر درست‌نمایی استفاده می‌شود.

واژگان کلیدی

عدم قطعیت، بهینه‌سازی، پیشرانش، پراکسید هیدروژن، داده‌های بازه‌ای

۱. مقدمه

از خواص مواد، خطاهای ساخت و عدم قطعیت‌های نیروهای اعمالی به سازه در هنگام عملکرد را می‌توان نام برد. این عدم قطعیت‌ها ممکن است باعث تغییرات یا نوسان در عملکرد سیستم، منجر به انحراف شدید و نتایج غیرمنتظره و یا حتی خطای

در دنیای واقعی، مقادیر گسترده‌ای از عدم قطعیت‌ها، ناشی از ذات خود سیستم و وسایل نقلیه هوافضایی در تمام چرخه‌ی عمر آن وجود دارد. به عنوان مثال خطاهای قابل پیش‌بینی ناشی از فرضیات و ساده‌سازی‌های مدل طراحی، عدم قطعیت‌های عملکردی ناشی

(۱) $U(x_0) = \{\xi \in R^n: x_0 - \Delta \leq \xi \leq x_0 + \Delta\}$
 در آن Δ حداکثر دامنه تغییر ممکن از مقدار نامی متغیر x_0 متغیر است. n ابعاد متغیرهای ورودی است. بیضوی هایپر^۴ مدل دیگری از مجموعه عدم قطعیت‌ها است که می‌تواند برای عدم قطعیت‌های گاوسی غیر وابسته مناسب باشد. در این مورد، عدم قطعیت به صورت رابطه ۲ تعریف می‌شود:

$$U(x_0) = \{\xi \in R^n: (\xi - x_0)^T (Q^{-1})^2 (\xi - x_0) \leq 1\} \quad (۲)$$

در آن $Q = k \text{diag}(\sigma_i)$ است [۴]. k با توجه به سطح اطمینان تعیین می‌شود و نشان‌دهنده احتمال قرارگرفتن یک متغیر تصادفی در بازه اطمینان مورد تخمین است. تصمیم‌گیری برای مقدار k با طراح بوده و مقدار بزرگتر مربوط به احتمال بیشتر است. به‌عنوان مثال در توزیع نرمال استاندارد $k=2$ مطابق با سطح قابلیت اطمینان ۹۵٪ است.

۲. روش‌های بهینه‌سازی طراحی بدترین حالت

سه روش مرسوم بهینه‌سازی طراحی بدترین حالت به صورت زیر بیان می‌گردد:

• WCO اصلی یا مرسوم (O_WCO^5)

• WCO مبتنی بر بدترین رئوس (W_WCO^6)

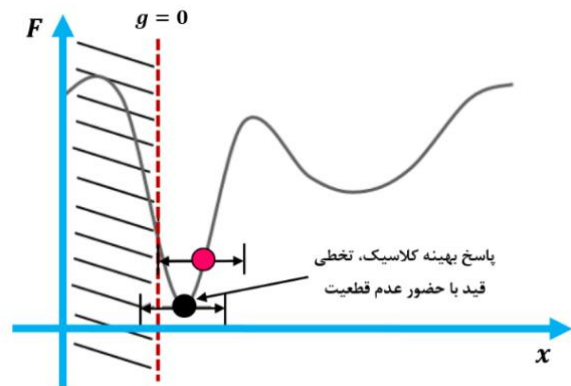
• WCO مبتنی بر گرادینان (G_WCO^7)

با هدف یافتن بدترین سناریو با توجه به عدم قطعیت موجود، روش WCO می‌تواند شبیه به یک مسئله حداکثر/حداقل به صورت رابطه ۳ بیان شود [۴].

$$\begin{aligned} \min_x \max_{\xi \in U(x)} f(\xi) \\ \text{s. t. } \max_{\xi \in U(x)} g_i(\xi) \leq 0, \quad i = 1, \dots, m \end{aligned} \quad (۳)$$

این روش همان روش بهینه‌سازی بدترین حالت اولیه است که اصطلاحاً با نام WCO اصلی (O_WCO) یاد می‌شود. این روش از دو حلقه تودرتو برای رسیدن به پاسخ استفاده می‌کند. در شکل ۲ می‌توان روند پیاده‌سازی این روش را مشاهده کرد. بالین‌حال، به‌عنوان یک بهینه‌سازی حداقل/حداکثر، یک حلقه بهینه‌سازی در داخل دیگری وجود دارد. این فرآیند وقت‌گیر به میزان قابل‌توجهی موجب کاهش کارایی الگوریتم می‌شود چراکه بهینه‌ساز داخلی باید برای هر نقطه از فضای جستجوی طراحی توسط بهینه‌ساز در هر گام اجرا شود. به منظور کاهش بار محاسباتی ساندروسان و همکاران [۵] در سال ۱۹۹۵ یک تکنیک برای استفاده از گسسته‌سازی رأس برای جایگزینی بهینه‌سازی

عملکردی بی‌سابقه و شکست‌آموریت شود؛ بنابراین به حساب آوردن عدم قطعیت‌ها از همان ابتدای طراحی سامانه‌های حمل و نقل هوافضایی حائز اهمیت است [۱]. روش‌های مختلفی برای طراحی تحت عدم قطعیت در مابانی مهندسی وجود دارند که می‌توان طراحی مقاوم (RD)، بهینه‌سازی بدترین حالت (WCO)، بهینه‌سازی طراحی مبتنی بر قابلیت اطمینان (RBDO) و غیره اشاره کرد. در پژوهش حاضر از روش بهینه‌سازی بدترین حالت برای طراحی یک سامانه پیشرانس تک مؤلفه‌ای پراکسید هیدروژن کمک گرفته شده است. روش بهینه‌سازی بدترین حالت مبتنی بر این نکته است که نه تنها نقطه طراحی دقیق، بلکه منطقه‌ای را در اطراف این نقطه به‌عنوان تأثیر عدم قطعیت در نظر می‌گیرد. اگر هر نقطه‌ای در این محدوده امکان داشته باشد به ناحیه غیرقابل قبول وارد شود، این طرح رد خواهد شد. به عبارت دیگر، تنها نقطه طراحی به‌عنوان بهینه انتخاب خواهد شد که اطمینان حاصل شود، بدترین نقطه در آن محدوده قیدها را نقض نمی‌کند، مانند نقطه طراحی قرمز رنگ در شکل ۱. در این روش نیازی به تعیین توزیع احتمالاتی تابع هدف و قیدها نیز نیست [۲،۳].



شکل ۱. طراحی بهینه کلاسیک و بهینه بدترین حالت

برای پیاده‌سازی بهینه‌سازی بدترین حالت بر روی طراحی یک مورد مشخص لازم است دو گام به شرح زیر برداشته شود:

۱. بیان و تعریف عدم قطعیت

۲. فرمول‌بندی کلی بهینه‌سازی بدترین حالت

بیان و تعریف عدم قطعیت‌ها روی متغیرها است. برای عدم قطعیت حول نقطه طراحی، تعاریف مختلفی شده است که در تحقیق حاضر از مدل مستطیلی به صورت رابطه ۱ استفاده شده است:

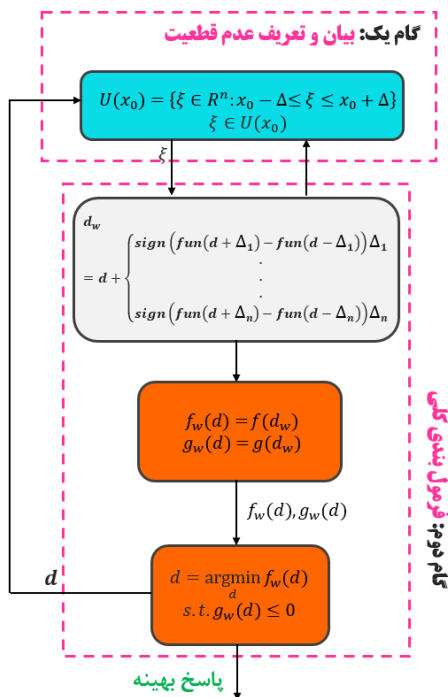
شود. مطابق با این بدترین رئوس، بدترین حالت تابع هدف و قیدها می‌تواند به صورت رابطه ۵ تقریب زده شود:

$$\begin{aligned} \max_{\xi \in U(x)} f(\xi) &\cong f(x_w) \\ \max_{\xi \in U(x)} g_i(\xi) &\cong g_i(x_{w,i}) \end{aligned} \quad (5)$$

لذا فرمولاسیون به صورت رابطه ۶ تغییر می‌یابد.

$$\begin{aligned} \min_{x \in S} f(x_w) \\ \text{s. t. } g_i(x_{w,i}) \leq 0 \end{aligned} \quad (6)$$

در شکل ۳ می‌توان روند پیاده‌سازی این روش را مشاهده کرد.



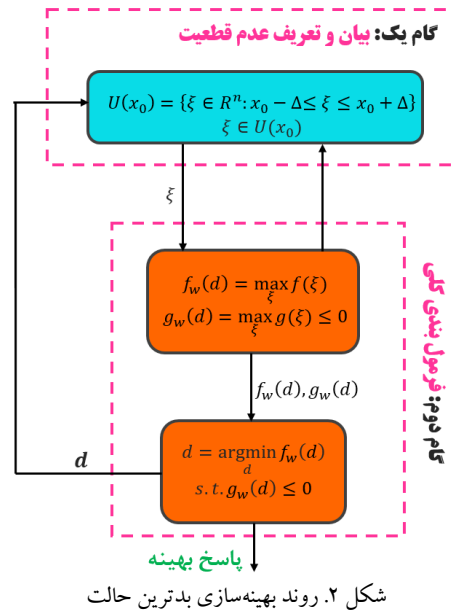
شکل ۳. روند بهینه‌سازی بدترین حالت روش WWC

برای افزایش بیشتر سرعت محاسبات روش دیگری مبتنی بر گرادیان ارائه شد. این روش از بسط سری تیلور حول یک نقطه مانند x به صورت رابطه ۷ بهره می‌برد. این روش را روش بهینه‌سازی بدترین حالت مبتنی بر گرادیان (GWCO) می‌نامند.

$$\begin{aligned} f(\xi) &= f(x) + \nabla f(x) \cdot (\xi - x) \\ &+ \frac{1}{2} (\xi - x) H(x) (\xi - x) \quad \forall \xi \in U(x) \end{aligned} \quad (7)$$

در آن $\nabla f(x)$ گرادیان و $H(x)$ ماتریس هسیان از $f(x)$ است، f می‌تواند تابع هدف یا قید باشد. با نادیده گرفتن ترم‌های مرتبه بالاتر و همچنین کمک گرفتن از نامساوی کوشی-شوارتز مقادیر تابع هدف و یا قیدها در ناحیه اطراف x به صورت رابطه ۸ بیان می‌شود:

درونی پیشنهاد دادند. اگرچه این روش از یک مسئله بهینه‌سازی تودرتو جلوگیری می‌کند، اما تعداد 2^p ارزیابی در این روش هنوز یک عیب بزرگ محسوب می‌شد. پیچیدگی نمایی این روش به‌ویژه برای مسائل با درجه بالاتر (متغیرهای بیشتر) یک محدودیت بزرگ به حساب می‌آمد. برای کاهش تعداد ارزیابی‌ها، روش‌های WCO مبتنی بر تقریب در سال‌های بعد پیشنهاد شدند.



WCO مبتنی بر بدترین رئوس (WWCO) توسط steiner در سال ۲۰۰۴ [۴] پیشنهاد داده شد. این روش با هدف توجه به مقادیر مرزهای $U(d)$ در هر بعد و پیش‌بینی بدترین مقدار رأس پایه‌گذاری شده است. قاعده اصلی WWCO تعیین جهت صعودی است که در آن مقادیر تابع هدف و قیدها افزایش می‌یابد. تفاوت بین هر دو مقدار ارزیابی‌شده در یک بعد، جهت صعود در این بعد را نشان می‌دهد. بنابراین این روش به ارزیابی 2^p نقطه نیاز دارد و واضح است زمانی که تعداد ابعاد زیاد می‌شود تعداد ارزیابی‌ها برای این روش بسیار کمتر از آن روشی است که نیاز به محاسبه در همه رئوس داشت. این روش به صورت رابطه ۴ بیان می‌شود [۳، ۴].

$$x_w = x + \begin{cases} \text{sign}(f(x + \Delta_1) - f(x - \Delta_1))\Delta_1 \\ \vdots \\ \text{sign}(f(x + \Delta_n) - f(x - \Delta_n))\Delta_n \end{cases} \quad (4)$$

جهت صعود ممکن است همیشه برای تابع هدف و هر قید یکسان نباشد، بنابراین برای همه قیدها باید بدترین رأس محاسبه

هستند ولی طراح هیچ‌گونه کنترلی بر روی آنها ندارد یا به عبارتی در فرآیند عملیاتی هر مقداری را می‌تواند اختیار کند [۵]. روش‌های بهینه‌سازی بدترین حالت معمول این تفکیک و جداسازی را در نظر نمی‌گیرند که این موضوع می‌تواند منجر به دست‌کم‌گیری پاسخ‌ها شود بدان معنا که با توجه به اینکه طراح هیچ‌گونه کنترلی بر روی بازه عدم قطعیت این متغیرها ندارد لذا ممکن است اتفاقی که در حین عملیات و در واقعیت رخ می‌دهد دور از محاسبات و انتظار طراح باشد. با این توضیحات انتظار می‌رود که در الگوریتم‌های طراحی جایگاه ویژه‌ای در جداسازی متغیرها و پارامترهای طراحی صورت گیرد.

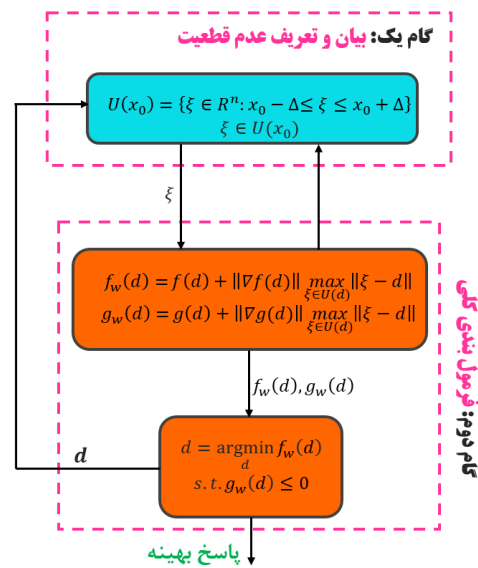
بعد از دسته‌بندی کلیه متغیرها به دو دسته طراحی و غیر طراحی لازم به ذکر است که در منابع و مراجع مختلف برای عدم قطعیت‌ها دو نوع متصور هستند. به عبارت دیگر هر یک از این متغیرها یا پارامترهای طراحی می‌توانند شامل دو نوع عدم قطعیت با نام‌های عدم قطعیت شناختی (Epistemic) و غیر شناختی (Aleatory) شوند [۵]. عدم قطعیت غیرشناختی در متون مختلف با نام‌های دیگری چون عدم قطعیت فیزیکی یا ذاتی و یا عدم قطعیت غیرقابل کاهش نیز یاد می‌شوند [۶]. در سامانه‌های فیزیکی رایج هرچقدر هم توان طراحی و یا ساخت بالا باشد در هر صورت عدم قطعیت در متغیرهای ورودی وجود دارد لذا این نوع را غیرقابل کاهش نیز می‌نامند. به عبارت دیگر به نوعی اطلاعات احتمالاتی مشخص هستند درحالی‌که چنین اطلاعات دقیقی در مورد توزیع احتمال به‌ندرت در عمل در دسترس است. اینجا است که کاربرد نوع دیگری از عدم قطعیت با نام عدم قطعیت شناختی نمایانگر می‌شود. عدم قطعیت شناختی ناشی از کمبود یا عدم اطلاعات در مورد سامانه با توجه به محدودیت در داده‌ها، محدودیت در اندازه‌گیری، تقریب ساده در رفتار مدل‌سازی سامانه و یا اطلاعات ناقص و گاهی بی‌خبری در هریک از فازها و یا عملکرد پروسه‌های طراحی است. این نوع عدم قطعیت نوعاً با افزایش اطلاعات در مورد همان متغیر کاهش می‌یابد. اکثر روش‌هایی که تاکنون توسعه یافته‌اند بر روی عدم قطعیت غیرشناختی می‌باشند. می‌توان گفت مطالعات کمی در متون برای مقابله با عدم قطعیت شناختی ناشی از کمبود اطلاعات گزارش شده است. مجله‌ی "مهندسی قابلیت اطمینان و امنیت سامانه" در موضوعات تخصصی به بحث درباره این دو نوع عدم قطعیت می‌پردازد [۶، ۷]. داده‌های هر یک از متغیرهای ورودی

$$\begin{aligned}
 f(\xi) &\approx f(x) + \nabla f(x) \cdot (\xi - x) \\
 &\leq f(x) \\
 &\quad + \|\nabla f(x)\| \cdot \|\xi - x\| \\
 &\leq f(x) + \|\nabla f(x)\| \cdot \max_{\xi \in U(x)} \|\xi - x\| \quad \forall \xi \\
 &\quad \in U(x)
 \end{aligned} \tag{۸}$$

با کمک گرفتن از یک تقریب گرادیان می‌توان کران بالا نامساوی کوشی-شوارتز را به عنوان بدترین حالت برای جانشینی بهینه‌ساز داخلی در نظر گرفت. روش بهینه‌سازی بدترین حالت اولیه به صورت رابطه ۹ تقریب زده می‌شود.

$$\begin{aligned}
 \min_{x \in S} f_w(x) \\
 s. t. \quad g_w(x) &\leq 0 \\
 f_w(x) &= f(x) + \|\nabla f(x)\| \cdot \max_{\xi \in U(x)} \|\xi - x\| \\
 g_w(x) &= g(x) + \|\nabla g(x)\| \cdot \max_{\xi \in U(x)} \|\xi - x\|
 \end{aligned} \tag{۹}$$

در شکل ۴ می‌توان روند پیاده‌سازی این روش را مشاهده کرد.



شکل ۴. روند بهینه‌سازی بدترین حالت روش GWCO

۳. دسته‌بندی عدم قطعیت

با مطالعه پژوهش‌های انجام شده می‌توان تقریباً به این نتیجه رسید که در طراحی‌های تحت عدم قطعیت از هر نوعی که باشند طراح با دو دسته از متغیرها روبروست. در پژوهش حاضر از این دو دسته به نام‌های متغیرهای طراحی و متغیرهای غیر طراحی (پارامترهای طراحی) یاد می‌شود. این موضوع بدان معناست که طراح در طراحی خود با دسته‌ای از متغیرها روبرو است که می‌تواند با تغییر بر روی مقادیر و کنترل آن تابع هدف یا قیدها را کنترل کند. از طرف دیگر متغیرهایی هستند که دارای عدم قطعیت

نمودارهای منعطف معرفی کرد که یک پهنه‌ی گسترده از اشکال توزیع‌های مختلف را پوشش می‌دهد [۸]. در این مجموعه خانواده‌ها به صورت خودبه‌خود عدم قطعیت در پارامترهای توزیع مورد توجه قرار می‌گیرند و از روش محاسبات تولید نمونه برای تعیین نوع توزیع جانسون برای پارامترهای توزیع نیز می‌توان استفاده کرد. برای تعیین نوع توزیع از روش ارائه‌شده در مرجع [۹] در پژوهش حاضر استفاده شده است. چگونگی پیاده‌سازی این روش در تعیین نوع توزیع به شرح زیر است.

۱. محاسبه‌ی ممانهای داده‌های ورودی x

۲. محاسبه‌ی کشیدگی و چولگی داده‌های ورودی توسط

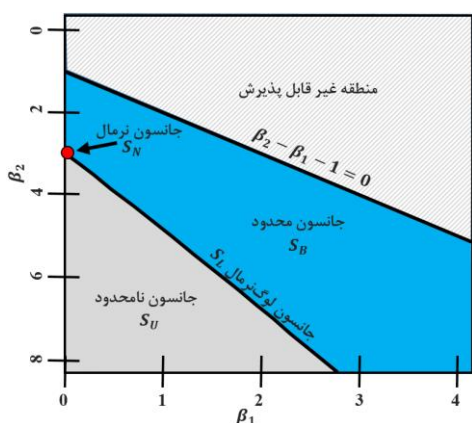
روابط ۱۰:

$$\beta_1 = \frac{\mu_3^2}{\mu_2^3} \text{ و } \beta_2 = \frac{\mu_4}{\mu_2^2} \quad (10)$$

در آن μ_1 تا μ_4 به ترتیب چهار ممان اول داده x می‌باشند.

۱. با محاسبه‌ی β_1 و β_2 و شکل ۵ می‌توان نوع توزیع را با

نقطه‌ای با مختصات (β_1, β_2) مشخص نمود.



شکل ۵. منطقه بندی برای تعیین توزیع جانسون

یک دلیل اساسی استفاده از این توزیع نسبت به دیگر توزیع‌های چهار پارامتری، انتقال ساده آن به فضای نرمال استاندارد است. این امر منجر به سهولت استفاده از این توزیع برای آنالیز قابلیت اطمینان و به‌کار بستن آن در روش‌های تحت عدم قطعیت می‌شود. مجموعه خانواده‌ی جانسون قادر است با تقریب خیلی نزدیک تعداد زیادی از توزیع‌های استاندارد را با یکی از فرم‌های خود با یک انعطاف‌پذیری بالا تطبیق دهد [۹، ۱۰].

Bebrotat در سال ۱۹۸۹ با جزئیات، مزیت‌های سیستم انتقال توزیع جانسون برای مدل‌سازی ورودی شبیه‌سازی را به‌خصوص در مقایسه با توزیع‌های بتا و خانواده‌ی نرمال و مثلثی بیان کرده

(چه طراحی و چه غیر طراحی) که لازم است نوع عدم قطعیت (شناختی و یا غیر شناختی) آنها مشخص و آن عدم قطعیت بیان شود می‌تواند به صورت هر یک از انواع داده‌های تنک به صورت نقاط گسسته، تک بازه‌ای و یا چند بازه‌ای ارائه شوند. این داده‌ها به نوعی داده‌های هستند که در اختیار طراح قرار گرفته‌اند و می‌تواند خروجی آزمایش، نظر متخصص و یا از هر منبع دیگری باشد. نکته‌ای که بعد از دسته‌بندی یادشده در مورد جداسازی متغیرهای ورودی، نوع عدم قطعیت و نوع داده‌ها، ضروری به نظر می‌رسد بیان روش و یا فرمولاسیونی از طراحی است که با هر یک از انواع اشاره‌شده مطابقت کند و یا به نوعی قابل پیاده‌سازی باشد. در همین راستا در پژوهش حاضر فرمولاسیون بهینه‌سازی بدترین حالت تحت هر دو نوع عدم قطعیت غیر شناختی و شناختی با استفاده از ارائه احتمالاتی از انواع مختلف عدم قطعیت پیشنهاد می‌گردد. فرمولاسیون بیان‌شده با هر دو نوع داده‌های بازه‌ای و نقاط پراکنده بدون هیچ فرضی در مورد توزیع احتمال متغیرهای تصادفی مطابقت می‌کند. در ادامه به دو گام اصلی طراحی بهینه بدترین حالت پرداخته می‌شود.

۴. بیان عدم قطعیت

بیان عدم قطعیت‌های ورودی، اولین گام در آنالیز قابلیت اطمینان و بهینه‌سازی طراحی‌های احتمالاتی برای هر سامانه‌ای است. معمولاً برای بیان عدم قطعیت از توزیع‌های احتمالاتی استفاده می‌شود. بیان عدم قطعیت خود شامل دو بخش تعیین نوع توزیع و تخمین پارامترهای توزیع است. انتخاب مناسب‌ترین و دقیق‌ترین نوع توزیع برای متغیرهای تصادفی ورودی مهم است زیرا می‌تواند بعد از انتشار این عدم قطعیت‌ها تأثیر زیادی در عدم قطعیت خروجی داشته باشد. باین‌حال گاهی داده‌ها به صورت نقاط گسسته، غیردقیق و یا ناقص است که منجر به عدم قطعیت در پارامترهای توزیع و حتی نوع توزیع می‌شود. در واقعیت این احتمال وجود دارد که نوع توزیع متغیرهای ورودی در دست نباشد و یا نتوان به‌درستی آن را مشخص کرد به‌خصوص در مسائل هوافضایی که داده‌های آماری به حد کافی در دسترس نیست و یا به دست آوردن چنین داده‌هایی از منابعی چون آزمایش هزینه‌بر است [۲]. به دلایل مذکور در پژوهش حاضر از یک خانواده منعطف از توزیع‌های احتمالاتی به نام خانواده توزیع‌های جانسون استفاده شده است. در سال ۱۹۴۹ جانسون یک مجموعه از

است [۹]. تخمین پارامترهای توزیع گام بعدی بعد از تعیین نوع توزیع است. برای تخمین پارامترهای توزیع یا به عبارت دیگر برای بیان عدم قطعیت هر یک از انواع داده‌ها مانند تنک، تک بازه‌ای و یا چند بازه‌ای می‌توان روش‌های مختلفی استفاده کرد. به‌عنوان مثال برای داده‌های تنک می‌توان از روش‌هایی چون ممائی، تطابق صدک و دهک، تخمین حداقل مربعات، حداقل کردن خطای توزیع جانسون در مقایسه با تابع‌های چگالی تجمعی تجربی و غیره استفاده کرد [۵]. روش‌های مذکور در تخمین پارامترهای توزیع استفاده شده است و عدم قطعیت به‌صورت خودبه‌خود حتی در نوع توزیع در نظر گرفته می‌شود. در پژوهش حاضر به روش حداکثر درست‌نمایی برای داده‌ها پرداخته می‌شود [۵].

۴-۱. حداکثر درست‌نمایی

بعد از تعیین نوع توزیع یکی از روش‌هایی که می‌توان برای تخمین پارامترهای توزیع استفاده کرد روش حداکثر درست‌نمایی است. از این روش به صورت مرسوم برای بیان احتمالاتی عدم قطعیت داده‌های تنک استفاده می‌شود. این روش‌ها می‌توانند عدم قطعیت توزیع‌ها را برای توزیع‌های خاص از جمله نرمال، لوگ‌نرمال، توزیع جانسون محدود و غیره وقتی که داده‌ها به‌صورت نقاط گسسته و یا داده‌های غیردقیق باشند مشخص کند. تخمین پارامترها با حداکثر درست‌نمایی در چندین کاربرد مهندسی [۱۱-۱۳] نیز تاکنون استفاده شده است. تابع درست‌نمایی از تابع چگالی احتمال داده‌های نقاط گسسته تشکیل می‌شود. زمانی که نوع توزیع در یکسری متغیرهای تصادفی خاص مشخص شود پارامترهای توزیع عدم قطعیت مشخصاً قابل تعیین است. بیان عدم قطعیت با بهره‌گیری از روش حداکثر درست‌نمایی می‌تواند برای هر یک از روش‌های طراحی تحت عدم قطعیت چون RDO^۱، RBDO^۲، WCO و غیره مورد استفاده قرار گیرد. درست‌نمایی برای یک پارامتر مانند P به معنای تعیین مقدار مناسب با احتمال پارامتر P برای یک جمعیت خاص است. در آن متغیر x شامل داده‌های مشاهده شده به‌عنوان نمونه است. اگر متغیرهای تصادفی مستقل باشند تابع چگالی اشتراکی به‌صورت رابطه ۱۱ بیان می‌شود [۱۴، ۱۵]:

$$f(x_i|p) = f(x_1, \dots, x_n|p) = f(x_1|p) \dots f(x_n|p) \quad (11)$$

این تابع را تابع درست‌نمایی نامیده و به‌صورت $L(P)$ نمایش داده می‌شود. در یک مقدار خاص $P=p^*$ بیشترین احتمال اینکه تابع $f(x_i|p)$ مقادیر واقعی مشاهده شده را تولید کنند وجود دارد؛ بنابراین تخمین مقدار P که منجر به P^* شود منطقی است. برای یک توزیع پیوسته مشخص، پارامتر P وقتی که تابع درست‌نمایی یا تابع چگالی احتمال $f(x_i|p)$ بسیار بالا باشد (احتمال بالا) این مقدار احتمال یک تخمین از مقدار P می‌شود. پس این روش پارامتر P را طوری مشخص می‌کند که تابع درست‌نمایی حداکثر شود. با توجه به یکنوایی تابع لگاریتم طبیعی می‌توان از آن برای ساده‌سازی بهینه‌سازی استفاده کرد. لگاریتم تابع درست‌نمایی به‌صورت رابطه ۱۲ بیان می‌شود.

$$\log(L(P)) = \log \prod_{i=1}^n f(x_i|P) = \sum_{i=1}^n \log f(x_i|P) \quad (12)$$

اگر داده‌های مشاهده شده از آزمایش‌ها و یا نظرات متخصص‌های مختلف به‌عنوان منابع داده‌ها باشند می‌توان داده‌ها را طبق معادله، مستقل فرض نمود از این رو تابع درست‌نمایی اشتراکی برای پارامتر P به‌صورت رابطه ۱۳ بیان می‌شود.

$$L(P) \propto \prod_{i=1}^n f(x_i|P) \quad (13)$$

بنابراین با حداکثر کردن این معادله می‌توان مقدار پارامتر P را تخمین زد که آن را عموماً بنام حداکثر تخمین درست‌نمایی یا MLE^۱ می‌شناسند [۱۶]. تابع حداکثر درست‌نمایی برای توزیع نرمال در رابطه ۱۴ آورده شده است.

$$L(\mu, \sigma) = \prod_{i=1}^n \frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x_i-\mu}{\sigma}\right)^2} \quad (14)$$

برای ساده‌سازی از هر دو طرف لگاریتم طبیعی گرفته می‌شود. تابع لگاریتم درست‌نمایی به‌صورت رابطه ۱۵ مشخص می‌گردد.

$$\log(L(\mu, \sigma)) = \sum_{i=1}^n \log \left(\frac{1}{\sqrt{2\pi\sigma}} e^{-\frac{1}{2}\left(\frac{x_i-\mu}{\sigma}\right)^2} \right) = -n \log \sqrt{2\pi} - n \log \sigma - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \left(\frac{x_i - \mu}{\sigma} \right)^2 \quad (15)$$

می‌توان با حداکثر کردن رابطه بالا دو پارامتر مقدار میانگین و واریانس توزیع نرمال را به دست آورد. به‌طور مشابه برای توزیع محدود جانسون لگاریتم طبیعی تابع درست‌نمایی به‌صورت رابطه ۱۶ بیان می‌شود. با بهینه‌سازی به ازای چهار پارامتر به عنوان

توسط پارامترهایی است که با استفاده از حداکثر کردن تابع درست‌نمایی و با یک بهینه‌سازی تودرتو حاصل می‌شود. در داخلی‌ترین بهینه‌سازی حداکثر کردن درست‌نمایی بر اساس پارامترهای توزیع مدنظر است:

$$\max_p (\text{Likelihood Function})$$

برای توزیع جانسون محدود، ξ و λ دو پارامتر مکانی و اندازه هستند لذا این توزیع در بازه‌ای از ξ تا $\xi + \lambda$ تعریف می‌شود. مشخصاً برای داده‌های تک‌بازه‌ای، کران‌های بازه همان ابتدا و انتهای بازه و برای داده‌های چند بازه‌ای، حداقل ابتدای بازه در بین بازه‌های داده‌شده به‌عنوان کران پایین و حداکثر انتهای بازه در بین بازه‌های داده‌شده به‌عنوان کران بالا باید انتخاب شود.

$$\xi = \min\{a_i\}$$

$$\lambda = \max\{b_i\} - \min\{a_i\}$$

مقادیر x_i از بیرونی‌ترین بهینه‌سازی وارد بهینه‌ساز درونی می‌شود؛ یعنی در اصل در بهینه‌ساز بیرونی x_i ها به نوعی از هر بازه انتخاب شده و در هر گام به‌صورت عدد ثابت وارد بهینه‌ساز داخلی می‌شود. فرمولاسیون بهینه‌سازی آن به‌صورت رابطه ۱۷ بیان می‌گردد [۱۹].

$$\min_x \left(\max_p (f(x|P) = \log(L(x|P))) \right) \quad (17)$$

$$s.t. \quad lb_i \leq x_i \leq ub_i \quad \text{for } i = 1, 2, \dots, n$$

۵. فرمول‌بندی بهینه‌سازی بدترین حالت

بعد از بیان سه روش طراحی بهینه بدترین حالت در ادامه به چارچوب کلی پیاده‌سازی طراحی برای عدم قطعیت شناختی با جداسازی متغیر و پارامترهای طراحی پرداخته می‌شود. افزودن عدم قطعیت‌های شناختی در چارچوب بهینه‌سازی تحت عدم قطعیت یک سطح دیگری از پیچیدگی را به رویکرد طراحی اضافه می‌کند. هر یک از متغیرهای طراحی d و یا متغیرهای ورودی z ممکن است شامل عدم قطعیت‌های شناختی شوند. در برخی از روش‌های طراحی بر اساس فرمولاسیون، پارامترهای طراحی را به‌عنوان متغیرهای طراحی در نظر می‌گیرند در صورتی که طراح هیچ‌گونه کنترلی بر روی متغیرهای غیرطراحی با عدم قطعیت شناختی z ندارد (مانند مدول یانگ در طراحی تیر). به همین دلیل در پژوهش حاضر یک چارچوب بهینه‌سازی تودرتو پیشنهاد شده است که در آن علاوه بر مدنظر قرار دادن عدم قطعیت غیرشناختی یک رویکرد طراحی مبتنی بر جستجوی

چهار متغیر طراحی می‌توان این پارامترهای توزیع را به ازای حداکثر کردن تابع درست‌نمایی به دست آورد.

$$\log(L(\delta, \gamma, \xi, \lambda)) = n \log \delta - n \log \sqrt{2\pi} - \sum_{i=1}^n \log \left(\frac{x_i - \xi}{\lambda} \right) - \sum_{i=1}^n \log \left(\frac{\lambda - x_i - \xi}{\lambda} \right) - \frac{1}{2} \sum_{i=1}^n \left[\gamma + \delta \log \left(\frac{x_i - \xi}{\lambda - x_i - \xi} \right) \right]^2 \quad (16)$$

همان‌گونه که اشاره شد روش حداکثر درست‌نمایی برای داده‌های گسسته به صورت مرسوم استفاده می‌شود. استفاده از آن برای داده‌های بازه‌ای می‌تواند متفاوت باشد زیرا برخلاف داده‌های نقاط گسسته که محاسبات آماری مانند محاسبه میان‌ها دارای یک مقدار دقیق است، معمولاً برای داده‌های بازه‌ای این مقادیر به‌صورت یک کران بالا و پایین بیان می‌شود. به همین دلیل استفاده از این روش نیازمند طی یک فرآیند مخصوص به این داده‌هاست. علاوه بر آن پیدا کردن کران‌ها در داده‌های بازه‌ای خود به نوعی یک چالش محاسباتی است زیرا که نوعاً نیازمند یک آنالیز بازه‌ای است که با استفاده از یک جستجوی ترکیبی ساخته می‌شود. در این بخش یک رویکرد مبتنی بر حداکثر لگاریتم درست‌نمایی برای متغیر x زمانی که به‌صورت چند بازه‌ای بیان شده است؛ ارائه می‌گردد. روش پیشنهادی برای بیان عدم قطعیت در هر دو نوع روش RDO و RBDO نیز کاربرد دارد. برخلاف روش‌های دیگر بیان عدم قطعیت بازه‌ای که نیازمند یک سری محاسبات سنگین و آنالیز تودرتو است این روش مبتنی بر بهینه‌سازی است و به‌سادگی به کار بسته می‌شود. از دیگر ویژگی‌های این روش‌ها می‌توان به استفاده از آن‌ها در چارچوب‌های مختلف احتمالاتی و برای هر دو نوع عدم قطعیت شناختی و غیر شناختی اشاره کرد. همچنین در روش‌های مختلفی همچون FORM^{۱۱} و SORM^{۱۲} برای انتشار عدم قطعیت‌ها در طراحی‌های مبتنی بر قابلیت اطمینان نیز قابل استفاده هستند [۱۷]. در مقاله‌ای در سال ۲۰۱۱، ماهدوان و سانکارارامن [۱۸]، یک بیان احتمالاتی برای تخمین پارامترهای توزیع برای متغیرهای نقاط گسسته داده‌های بازه‌ای توسعه دادند. ایشان بیان کردند که تابع درست‌نمایی از PDF^{۱۳} داده‌های نقاط گسسته و CDF^{۱۴} داده‌های بازه‌ای به‌صورت اشتراکی ساخته می‌شود. همچنین تابع درست‌نمایی کامل را به این صورت تعریف کردند: یک تابع درست‌نمایی زمانی کامل است که یک ترکیبی از هر دو نوع عدم قطعیت نقاط گسسته و داده بازه‌ای با یک تابع احتمال توأمان همراه باشد. این روش مبتنی بر حداقل خطای نمونه‌سازی،

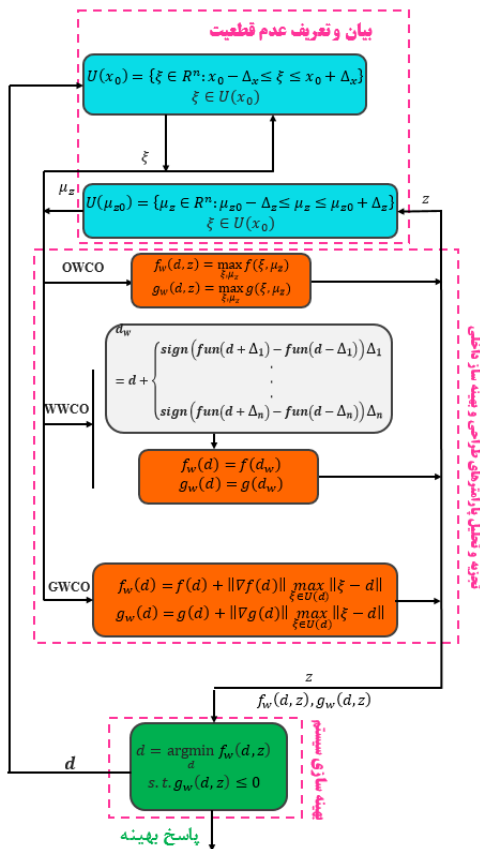
مقادیر ممکن متغیرهایی با عدم قطعیت شناختی برای یافتن یک پاسخ بهینه ارائه شده است.

این چارچوب منجر به یک طراحی محافظه‌کارتر نسبت به حالتی که عدم قطعیت شناختی را مدنظر قرار نداده و همچنین متغیرهای غیر طراحی را جزو متغیرهای طراحی در نظر گرفته، شده است. مبنای این جداسازی در این روش بر این موضوع استوار است که طراح هیچ‌گونه کنترلی بر این متغیرها ندارد لذا استفاده از تغییرات آنها برای یافتن پاسخ بهینه کار اشتباهی است و می‌تواند منجر به حتی ناکارآمدی عملکرد سامانه نیز شود. به همین دلیل در چارچوب ارائه‌شده این متغیرها به حلقه داخلی منتقل شده و در یک بازه، مقادیری از آن پذیرفته می‌شود که موجب تضعیف هدف سامانه شود. بدین سبب از تغییرات این مقادیر در یافتن مقدار بهینه تابع هدف استفاده نشده است. برای پیاده‌سازی چنین چارچوبی نیاز به یک تبادل بین متغیرهای طراحی و متغیرهای غیر طراحی در محاسبه تابع هدف است. این تبادل منجر به یک کوپلینگ می‌شود. فرمولاسیون ارائه‌شده را می‌توان در شکل ۶ به صورت جمع‌بندی مشاهده کرد. در آن Z_I و Z_{II} بردارهای کران پایین و بالای مقدار میانگین (μ_z) متغیرهای تصمیم‌گیری غیر طراحی در بهینه‌ساز داخلی است.

۶. سامانه پیشرانس تک مؤلفه‌ای

سامانه‌های انتقال مداری را می‌توان به نوعی به دو دسته تقسیم کرد. دسته اول طبقات فوقانی ماهواره‌برها هستند که وظیفه عملیات انتقال مداری و رساندن بار محموله به مقصد را دارند. دسته دوم مانند برخی از فضاپیماها خود سامانه به نوعی هدف مأموریت بوده درحالی‌که وظیفه انتقال مداری نیز بر عهده خود سامانه است. محدوده عملکرد این سامانه‌ها در خارج از جو و در فاصله مدار پارکینگ به بالا است [۲۰, ۲۱]. سامانه‌های انتقال مداری مانند سایر سامانه‌های انتقال فضایی شامل بخش‌هایی همچون: پیشرانس، سازه، اویونیک، کنترل و تعیین وضعیت و سایر سامانه‌های دیگر مانند سامانه‌های کنترل دما می‌باشد [۲۱]. یکی از روش‌هایی که برای کنترل وضعیت این سامانه‌ها استفاده می‌شود کمک گرفتن از سامانه‌های عکس‌العملی (RCS) است که علاوه بر تنوع شامل طیف گسترده‌ای از گشتاورها نیز می‌شود. کنترل وضعیت کم‌هزینه و یا اصلاح مدار (حفظ مدار) از جمله مشخصه‌های این سامانه‌هاست که منجر به استفاده گسترده از

آنها در فضاپیماهای سرنشین دار و بدون سرنشین و همچنین طبقه فوقانی در وسایل نقلیه بزرگ شده است. به‌عنوان مثال در طبقه فوقانی Centaur و یا در ماژول فرود فضاپیمای Soyuz TMA-M از ۲۴ تراستر پراکسید هیدروژن برای مانور در مدار و در طول ورود استفاده می‌شود. در پژوهش حاضر از بین سامانه‌های تک‌مؤلفه‌ای به طراحی نوع پراکسید هیدروژن (آب‌اکسیژنه) پرداخته می‌شود. این سامانه‌ها در مقایسه با نوع مشابه هیدرازینی اگرچه دارای عملکرد پایین‌تری است اما از مزیت غیرسمی بودن آن نمی‌توان چشم‌پوشی کرد. این ویژگی باعث روی آوردن مجدد طراحان در صنایع هوافضا به این نوع پیشران‌ها که با نام پیشران‌های سبز نیز شناخته می‌شود در سالهای اخیر شده است [۲۲-۲۴].



شکل ۶. الگوریتم بهینه بدترین حالت پیشنهادی

برای سامانه‌های پیشرانس مایع تک مؤلفه‌ای می‌توان از مخازن تحت فشار گاز بی‌اثر به دلیل سادگی و قابلیت اطمینان به‌عنوان سامانه تغذیه استفاده کرد. این مخازن فشار گذاری تضمین می‌کند که تانک حاوی پیشران فشار مطلوب موردنظر را حفظ کند. از گازهای مختلفی از جمله نیتروژن، هلیوم و غیره

مذکور می‌توان بر اساس غلظت پراکسید هیدروژن از جدول ۱ استفاده و یا از نمودارهای ارائه‌شده در مرجع [۳۱] بهره برد.

جدول ۱. خواص شیمیایی- فیزیکی پراکسید هیدروژن

غلظت	%۸۵	%۹۰	%۹۵	%۹۸
دمای آدیاباتیک (K)	۹۰۷	۱۰۲۹	۱۱۵۱	۱۲۲۵
جرم مولکولی	۲۱/۸۳	۲۲/۱۰	۲۲/۳۹	۲۲/۵۶
γ	۱/۲۷۵۱	۱/۲۶۴۷	۱/۲۵۵۷	۱/۲۵۰۹
چگالی ($\frac{kg}{m^3}$)	۱۳۴۰	۱۳۶۰	۱۳۸۰	۱۳۹۲

۷. مبانی طراحی سامانه

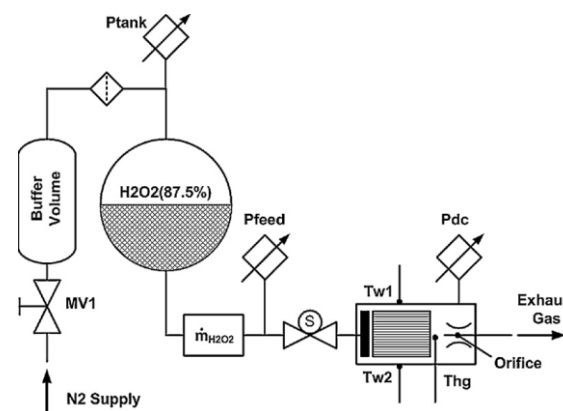
سامانه پیشرانش تک مؤلفه‌ای پراکسید هیدروژن در پژوهش حاضر به سه زیرسامانه اصلی محفظه‌تراستر، زیرسامانه‌های مخازن سوخت و زیرسامانه‌های تغذیه تحت فشار تقسیم شده است. سامانه تغذیه همان‌طور که قبلاً اشاره شد مخزن تحت فشار با گاز نیتروژن در نظر گرفته‌شده و مخازن سوخت و فشارگذاری همه کروی فرض می‌گردند. برای طراحی بهینه سامانه پیشران، ابتدا در روابط محاسباتی جرم اجزای مختلف را به دست آورده و سپس با در نظر گرفتن متغیرهای طراحی، بهینه‌سازی مناسب انجام می‌شود. پارامترهای عملیاتی مهم و مؤثر بر وزن سامانه‌های پیشران سوخت مایع شامل فشار محفظه، فشار مخازن ذخیره‌سازی گاز برای فشار گذاری، نسبت اختلاط اکسیدکننده به سوخت و نسبت انبساط نازل را می‌توان نام برد [۲۸]. برای مطالعه چگونگی معادلات و مدل‌سازی زیرسامانه‌های مختلف یک سامانه پیشرانش تک مؤلفه‌ای به مرجع [۵] و [۲۹] ارجاع داده می‌شود.

جرم کل سامانه که شامل تمامی زیرسامانه‌های سامانه پیشران تک مؤلفه‌ای مورد طراحی است به‌صورت رابطه ۱۸ بیان می‌شود:

$$M_{total} = \left(M_{tank_f} + M_{pgt_f} + M_{g0_f} + M_f + M_{cyl} \right) + \left(M_{cap} + M_{nozzle} + M_{ct1} + M_{pg} \right) \quad (18)$$

می‌توان ضریب تأثیر برای جرم اتصالات و سایر تجهیزات به‌عنوان ضریب تصحیح در نظر گرفت. رابطه شامل وزن‌های مختلف زیرسامانه‌ها به ترتیب وزن تانک پیشران M_{tank_f} ، وزن تانک گاز تحت فشار M_{pgt_f} ، وزن گاز مرده روی پیشران M_{g0_f} ، وزن پیشران M_f ، وزن بخش سیلندری تراستر M_{cyl} ، وزن درپوش تراستر M_{cap} ، وزن نازل M_{nozzle} ، وزن کاتالیزگر M_{ct1} ، وزن گاز فشارنده M_{pg} می‌باشد.

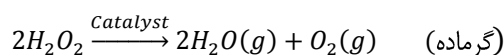
می‌توان برای فشار گذاری استفاده کرد. نیتروژن گاز مناسبی برای چنین مواردی است. به‌همین دلیل در پژوهش حاضر از نیتروژن برای فشارگذاری استفاده شده است [۲۶، ۲۵]. در شکل ۷ فرم کلی یک سیستم پیشرانش تک مؤلفه‌ای هیدروژن پراکسید که با نام HTP^{۱۶} نیز شناخته می‌شود قابل مشاهده است.



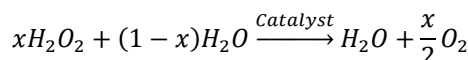
شکل ۷. شمای کلی یک تراستر تک مؤلفه‌ای HTP [۲۷]

۶-۱. کاتالیست

به‌طور کلی کاتالیست‌ها برای سامانه‌های پیشرانش تک مؤلفه‌ای دارای پیکربندی متفاوتی هستند که صفحه‌ای بستر پک شده، مونولیتی و گرانولی از جمله آنها می‌باشند. از این میان صفحه‌ای بستر پک شده در تجزیه آب اکسیژنه کاربرد بیشتری دارد. پراکسید هیدروژن مایعی با چگالی بالاست با این مشخصه طبق واکنش زیر قادر به تجزیه گرمازا به آب (بخار) و اکسیژن است [۲۸]:



نرخ تجزیه آب اکسیژنه به دما، غلظت و همین‌طور میزان پایدارکننده درون آن بستگی دارد. دما و خواص فیزیکی و شیمیایی محصولات حاصل از تجزیه به شدت به غلظت H₂O₂ وابسته است، لذا واکنش بالا برحسب غلظت آب اکسیژنه (x) و انتخاب آب به عنوان پایدارکننده به صورت زیر بازنویسی می‌شود [۲۹]:



برای استفاده از پراکسید هیدروژن در ماهواره‌ها معمولاً از غلظت ۷۰ تا ۹۹٪ و در اکثر اوقات آب به عنوان پایدارکننده استفاده می‌شود [۳۰]. جدول ۱ رابطه بین دمای آدیاباتیک، جرم مولکولی، نسبت گرمای ویژه و چگالی را با غلظت پراکسید هیدروژن نشان می‌دهد [۲۹]. برای محاسبه هریک از پارامترهای

برای بیان عدم قطعیت متغیر و پارامترهای طراحی می‌توان به نمونه‌های موجود ساخته‌شده در شرکت‌های سازنده مراجعه کرد که به‌صورت مختصر در جدول ۲ آمده است. می‌توان مقادیر هر یک از متغیرهای ورودی را به‌صورت نمونه واقعی استخراج کرد که این مقادیر در تعیین کران‌های طراحی می‌توانند استفاده شوند. در زیر به چند نمونه موجود یافت شده از شرکت‌های مختلف اشاره می‌شود [۳۲-۳۴].

جدول ۲. داده‌های نمونه

شرکت	مدل	تراست (N)	وزن (gr)	ضربه مخصوص (s)	فشار محفظه (bar)
Micro-A	M005HP	۰/۰۰۵	۱۰	۱۰۰	۳/۵
	M010HP	۰/۱	۱۱	۱۱۰	۳/۵
	M050HP	۰/۵	۱۵	۱۲۰	۳/۵
	M100HP	۱	۲۰	۱۲۰	۳/۵
General Kinetics Inc	PD015	۱۳/۳۵	۹۱	۱۳۴	۸/۹۶
	ED007	۲۶/۶۹	۱۳۶	۱۳۴	۸/۹۶
	PD006	۱۱۱/۲۱	۷۷۱	۱۴۳	۱۰/۳۴
	PD023	۱۷۷/۹۳	-	-	-
	80-PD006	۳۵۵/۸۶	۹۰۷	۱۴۳	۱۰/۳۴
	PD033	۶۶۷/۲۳	-	-	-
-	ARC Seibersdorf	۰/۸	-	۱۵۳	-
	Fotec	۰/۹	۶۰	۱۵۳	۶
	Kuan et al.	۰/۲۲۱	۵/۸	۱۲۵	-

برای بیان عدم قطعیت‌ها در مثال حاضر، سعی بر آن شده که انواع عدم قطعیت‌ها از جمله عدم قطعیت در متغیرهای طراحی و یا پارامترهای طراحی چه شناختی و چه غیر شناختی در هر سه حالت تنک، چند بازه‌ای و تک بازه‌ای به نوعی آورده شود تا بتوان به پیاده‌سازی الگوریتم طراحی در همه انواع متغیرها پرداخت. مقدار انحراف استاندارد تراست با توجه به مرجع [۳۵] مقدار ۳/۶ درصد در نظر گرفته می‌شود. همچنین برای سامانه پیشرانسی با ویژگی مشابه دو کران ۲۳۱ تا ۲۴۱ نیوتن برای تراست و زمان سوزشی بین ۹۵ تا ۱۰۵ ثانیه با انحراف استاندارد در حد ۰،۰۵ درصد مفروض شده است. برای فشار محفظه احتراق انحراف استاندارد ۵ درصد در نظر گرفته شده است. برای تعیین عدم قطعیت زاویه‌های ورودی و خروجی نازل در مرجع [۳۶] برای زاویه ورودی بازه [۲۰ ۵۰] درجه و برای زاویه خروجی بازه

[۱۲ ۱۸] درجه بیان شده است. از طرفی مقدار بهینه‌ی این زوایا را به ترتیب برای ورودی و خروجی مقادیر ۶۰ و ۱۵ درجه بیان کرده اند [۳۷]. در این تحقیق برای نمایش این مقادیر به‌صورت عدم قطعیت فرض بر این شده که در ۲۰ نمونه موجود با همان زوایا با توجه به خطا در ساخت و دقت دستگاه اندازه‌گیری به‌اندازه ۰،۱ درجه، ۲۰ بازه به‌صورت جدول ۳ حاصل شده است [۵].

جدول ۳. داده‌های زوایا ورودی و خروجی نازل

θ_{in}	[60.5,60.7]	[59.0,59.2]	[60.3,60.5]	[61.6,61.8]
	[60.6,60.8]	[60.9,61.1]	[60.1,60.3]	[59.4,59.6]
	[61.5,61.7]	[58.5,58.7]	[60.7,60.9]	[58.0,58.2]
	[59.6,59.8]	[59.9,60.1]	[58.2,58.4]	[61.2,61.4]
	[60.6,60.8]	[59.1,59.3]	[61.7,61.9]	[59.6,59.8]
θ_{out}	[15.4,15.6]	[15.1,15.3]	[14.3,14.5]	[14.7,14.9]
	[15.2,15.4]	[14.7,14.9]	[14.8,15.0]	[14.7,14.9]
	[15.2,15.4]	[14.9,15.1]	[14.4,14.6]	[15.3,15.5]
	[14.9,15.1]	[15.1,15.3]	[14.7,14.9]	[14.5,14.7]
	[14.3,14.5]	[15.0,15.2]	[14.1,14.3]	[15.8,16.0]
	[14.3,14.5]	[15.0,15.2]	[14.1,14.3]	[15.8,16.0]

داده‌های ارائه شده به صورت تصادفی تولید شده‌اند و نوع آن به صورت چند بازه‌ای است. برای بیان عدم قطعیت از روش حداکثر درست‌نمایی ارائه شده در بخش‌های قبلی استفاده شده است. نوع توزیع با توجه به بازه‌ای بودن داده‌ها از نوع جانسون محدود می‌باشد. مقادیر حاصل از تخمین پارامترهای جانسون از روش حداکثر درست‌نمایی به شرح زیر حاصل می‌شود.

$$[\gamma, \delta, \xi, \lambda]_{in} = [0.1271, 0.2295, 58, 3.9]$$

$$[\gamma, \delta, \xi, \lambda]_{out} = [-0.1658, 0.1993, 14.1, 1.9]$$

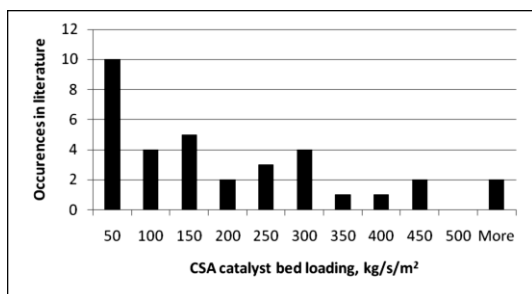
بعد از تخمین پارامترهای توزیع جانسون مقادیر مقدار میانگین و انحراف استاندارد برای هر یک به‌صورت مقادیر زیر محاسبه می‌شود.

$$[\mu_{deg_in}, \sigma_{deg_in}] = [59.7665, 1.5780]$$

$$[\mu_{deg_out}, \sigma_{deg_out}] = [15.1670, 0.7882]$$

می‌توان توزیع جانسون منطبق به این مقادیر را در نمودارهای احتمال تجمعی ۸ و ۹ مشاهده کرد.

اندازه بستر به پارامترهای مختلفی نظیر غلظت پیشران، فشار عملکردی و افت فشار مطلوب وابسته است. حداقل ابعاد بستر کاتالیست اساساً توسط مشخصات حداکثر بار بستر قابل تحمل تعیین می‌شود. به‌طور معمول دو پارامتر بار برای کاتالیست‌ها



شکل ۱۰. نمودار بار بستر کاتالیستی شناسایی شده در مقالات [۳۱]

جدول ۴. داده‌های بار بستر کاتالیستی

	۲۰۰/۰۶	۱۹۹/۱۰	۲۰۰/۱۳	۲۰۰/۴۶
	۱۹۹/۶۳	۱۹۹/۹۶	۱۹۹/۸۲	۲۰۰/۹۱
Lf	۱۹۹/۷۷	۱۹۹/۳۳	۲۰۰/۶۰	۲۰۰/۷۴
	۱۹۹/۹۷	۲۰۰/۲۷	۲۰۰/۰۳	۲۰۰/۷۶
	۲۰۰/۱۱	۱۹۹/۵۶	۱۹۹/۲۱	۲۰۰/۰۹

در اینجا به کمک روش حداکثر درست‌نمایی چهار پارامتر توزیع جانسون به صورت زیر تخمین زده می‌شوند:

$$[\gamma, \delta, \xi, \lambda] = [-0.0478, 0.7916, 199.1, 1.810]$$

با به دست آمدن توزیع جانسون مقدار میانگین و انحراف

استاندارد به صورت زیر بیان می‌گردد:

$$[\mu_{Lf}, \sigma_{Lf}] = [200.0261, 0.4418]$$

می‌توان توزیع جانسون منطبق به این مقادیر را در نمودار

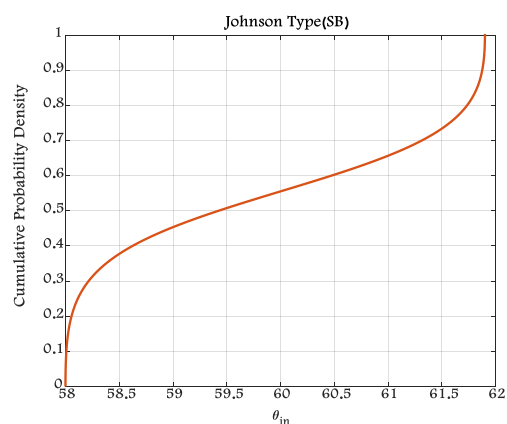
شکل ۱۱ مشاهده کرد.



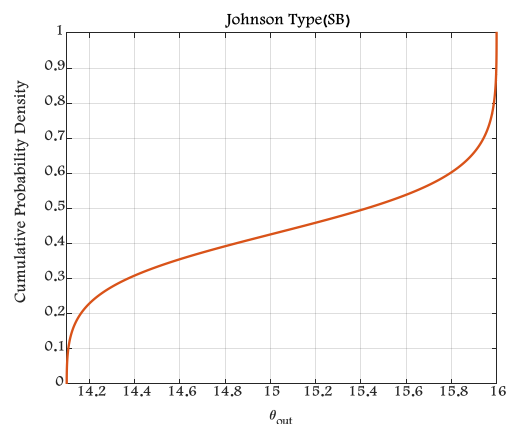
شکل ۱۱. نمودار احتمال تجمعی برای بار بستر کاتالیستی با توزیع جانسون

برای تعیین عدم قطعیت بار بستر کاتالیستی با توجه به نمودار شکل ۱۰ کران بازه بین ۵۰ تا ۴۵۰ در نظر گرفته می‌شود. مراجع [۳۸] و [۳۹] استخراج می‌شود. از این مقادیر برای تعیین کران بازه‌های Isp استفاده می‌شود. نتیجه بازه‌ای به صورت [۱۹۲] برای غلظت بین ۷۰ تا ۹۸ درصد و در بعضی مراجع تا ۱۰۰

استفاده می‌شود یکی نرخ دبی بر واحد سطح مقطع برش عرضی یا همان ^{۱۳}CSA است و دیگری نرخ دبی بر واحد سطح از کاتالیست است. این دو پارامتر می‌توانند طراحی را به حداقل طول و قطر بستر کاتالیستی لازم راهنمایی کنند. مقالات موجود و پژوهش‌های در حال انجام ^{۱۸}GRASP برای بار بستر کاتالیستی در مرجع [۳۱] بررسی شده است. نتایج حاصل از این بررسی‌ها در شکل ۱۰ به صورت خلاصه نمایش داده شده است. این نمودار از بار بستر کاتالیستی CSA یک محدوده وسیعی از تراسترهای پراکسید هیدروژن با هر دو نوع تورهای فلزی و ساچمه‌های سرامیکی تا سال ۲۰۱۱ حاصل شده است.



شکل ۸. نمودار احتمال تجمعی برای زاویه ورود نازل با توزیع جانسون



شکل ۹. نمودار احتمال تجمعی برای زاویه خروج نازل با توزیع جانسون

برای تعیین عدم قطعیت بار بستر کاتالیستی با توجه به نمودار شکل ۱۰ کران بازه بین ۵۰ تا ۴۵۰ در نظر گرفته می‌شود. داده‌های ورودی این پارامتر به صورت بیست نمونه آزمایش از یک نمونه ساخته شده مشخص فرضی با بیان داده‌های نقاط گسسته به صورت جدول ۴ بیان شده‌اند.

$$R_{pgt} = [10, 615]$$

در نهایت چهارچوب بهینه‌سازی کلی این طراحی به صورت رابطه ۲۰ بیان می‌شود:

$$\begin{aligned} d^* &= \operatorname{argmin}_d \left(\max_{\mu_z} (Mass_w(d, \mu_z)) \right) \\ s. t. \quad &Isp_{\min} \leq E(Isp_w(d, \mu_z)) \leq Isp_{\max} \\ &Exp_{\min} \leq E(Exp_w(d, \mu_z)) \leq Exp_{\max} \\ &Pc_{\min} \leq Pc_i \leq Pc_{\max} \\ &Rpgt_{\min} \leq Rpgt \leq Rpgt_{\max} \\ &Con_{\min} \leq Con \leq Con_{\max} \\ &Lf_{\min} \leq Lf \leq Lf_{\max} \\ &Me_{\min} \leq Me \leq Me_{\max} \\ &Thrust_{\min} \leq Thrust \leq Thrust_{\max} \\ &tburn_{\min} \leq tburn \leq tburn_{\max} \\ &d_x - k\sigma_x \leq \xi_x \leq d_x + k\sigma_x \\ &\rightarrow x = \{Pc, Rpgt, Me\}, \\ &z = \{Con, Lf, Thrust, tburn, Deg_{in}, Deg_{out}\} \end{aligned} \quad (25)$$

در چارچوب بیان شده متغیرهای تراست، زمان سوزش، باربستر کاتالیستی، غلظت پیشران، زاویه ورود و خروج نازل به عنوان پارامترهای طراحی و فشار محفظه احتراق، شعاع مخزن تحت فشار و ماخ خروجی به عنوان متغیرهای طراحی مفروض می‌شوند. همان‌گونه که مشخص است در این چارچوب دو قید نسبت انبساط نازل و ضربه مخصوص به مسئله افزوده شده است. برای سایر پارامترهای مهم در طراحی نیز می‌توان به دلخواه قید به مسئله افزود، این قیدها در دست طراح است و به هر میزان می‌تواند به مسئله قید اضافه نماید. با این کار تنها مسئله پیچیده‌تر و پیدا کردن نقاط در ناحیه امکان‌پذیری محدودتر می‌شود.

۸. نتایج و نتیجه‌گیری

همان‌گونه که اشاره شد و در شکل ۱ نیز قابل مشاهده است تنها تفاوت روش WCO با یک بهینه‌سازی کلاسیک جابه‌جایی تابع هدف به میزانی است که منجر به نقض قیدها نشود. پس برعکس روش‌هایی چون طراحی مقاوم اصلاً حساسیت تابع هدف نسبت به عدم قطعیت مدنظر قرار نمی‌گیرد و تنها با یک جابه‌جایی سعی در نگاه‌داشتن مقادیر پاسخ در ناحیه امکان‌پذیری دارد. با این توضیحات طبیعی است که در این روش نیاز به محاسبه واریانس تابع هدف یا قیدها نیست از این جهت این روش در مقایسه با روش‌های دیگر تحت عدم قطعیت از سرعت بالاتری برخوردار است. در جدول ۶ ابتدا برای یک بهینه‌سازی کلاسیک یا

درصد است. با توجه به اینکه Isp به صورت تابع قید وارد مسئله می‌گردد باید در مسائل طراحی تحت عدم قطعیت در طول مسئله مقدار انحراف استاندارد آن با توجه به یکی از روش‌های انتشار عدم قطعیت محاسبه شود تا در نهایت مقدار محاسبه شده در بازه‌ی موردنظر طراحی قرار گیرد. به همین ترتیب برای نسبت انبساط نازل انجام می‌گیرد. البته محاسبه آنها در روش WCO نیاز نیست. برای غلظت HTP یک مقدار به صورت تک بازه [۸۹، ۱۹۱۶] و با انحراف استاندارد ۰/۱ درصد مفروض می‌گردد.

برای تعیین عدم قطعیت ماخ خروجی (μ_e) با توجه به اینکه برای نمونه مشابه مقادیری برای تعیین کران طراحی برای ماخ خروجی به دست نیامده است لذا به ترتیب زیر عمل می‌گردد. ابتدا با توجه به اعداد نسبت انبساط نازل برای نمونه مشابه هیدرازینی برای دو مدل MR-80B و MR-111E حداکثر و حداقل کران به صورت زیر در نظر گرفته می‌شود [۴۸].

$$A_e/A^* = [16.2 \ 200]$$

همچنین با توجه به جدول ۱ یا نمودار ارائه شده در مرجع [۳۱] بر اساس حداکثر-حداقل مورد نظر برای غلظت پراکسید هیدروژن برای نسبت گرمای ویژه با میانمایی دو کران به صورت زیر به دست می‌آید.

$$\gamma = [1.2727, 1.3439]$$

با استخراج حداکثر و حداقل γ ، حداقل و حداکثر نسبت انبساط نازل و به کمک رابطه‌ی نسبت انبساط به صورت رابطه ۱۹ می‌توان کران‌های ماخ خروجی را تخمین زد. با توجه به غیرخطی بودن رابطه لازم است مقادیر با روش‌های عددی محاسبه شود.

$$\left(\frac{A_e}{A^*}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma + 1} \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \right]^{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1}} \quad (19)$$

همچنین می‌توان با روش‌های بهینه‌سازی نیز حداکثر حداقل ماخ خروجی را محاسبه کرد. نتایج حاصل با الگوریتم بهینه‌سازی ازدحام ذرات در نرم‌افزار متلب به شرح زیر حاصل می‌شود.

$$\mu_e = [3.9251, 7.1941]$$

برای تعیین عدم قطعیت در شعاع مخازن تحت فشار از داده‌های شرکت ATK به صورت نمونه‌های موجود استفاده شده است. حداکثر شعاع مقدار ۶۱۵ میلی‌متر (مربوط به مدل ۱-۸۰۲۱۸) و حداقل مقدار ۱۰ میلی‌متر در نظر گرفته می‌شود. انحراف استاندارد این مخازن مطابق با نقشه ارائه شده نمونه مخزن تحت فشار ۸۰۲۱۸ طبقه فوقانی Centaur ماهواره‌بر Atlas ۰،۰۴ سانتی‌متر مفروض شده است. [۴۰]:

به این ترتیب که با جابه‌جایی متغیرها از نقطه بهینه به سمتی که قیود طراحی نقض نشود طراحی حاصل را نسبت به حضور عدم قطعیت‌ها بهبود می‌دهد. در مثال حاضر با قبول هزینه‌ای برابر با $1/8$ کیلوگرم طراحی را نسبت به نقض قیود در حضور عدم قطعیت تضمین می‌کند. با مقایسه سه روش بهینه‌سازی بدترین حالت، روش WCO اصلی دارای بالاترین دقت و درعین‌حال نیازمند بیشترین مجموع ارزیابی تابع هدف و قیدها است. این امر ناشی از دو بهینه‌سازی تودرتو برای محاسبه بدترین حالت تابع هدف و قیدها و جستجوی حداقل مقدار بهینه در ساختار این الگوریتم است. در مقایسه WCO با GWCO روش WCO دارای دقت بالاتری است. در بین سه روش، روش GWCO دارای بالاترین سرعت و حداقل تعداد ارزیابی است زیرا با حذف بهینه‌سازی داخلی با یک سری تیلور مرتبه اول به مسئله سرعت بخشیده ولی با توجه به ماهیت تقریبی بودن مسلماً از دقت کاسته می‌شود. برای جبران می‌توان از مراتب بالاتر سری تیلور استفاده کرد که طبیعتاً هزینه محاسبه افزایش می‌یابد. هر چند در مثال کنونی دارای دقت قابل قبولی است ولی با افزایش مقادیر عدم قطعیت در متغیرها با توجه به بهره‌گیری این روش از سری تیلور به همان نسبت پاسخ‌ها از مقادیر بهینه دور می‌شوند. یک نکته مهم در استفاده از این روش عدم خروجی امکان‌پذیر در همه حالات طراحی است. این نتیجه را نویسندگان پژوهش حاضر در پیاده‌سازی این روش در چندین مثال متفاوت دریافتند. این موضوع را حتی خود پیشنهاددهنده روش مدنظر قرار نداده است اما گاهی مشاهده شده که خروجی حاصل باینکه به‌ظاهر شرایط و قیدهای طراحی با معادلات GWCO را ارضا می‌کند ولی در عمل و با توابع اصلی این اتفاق نمی‌افتد. این موضوع نیز نشأت گرفته از چگونگی تعریف این روش است بدین‌صورت که در رابطه ۸ کران بالا نامساوی کوشی-شوارتز را به عنوان بدترین حالت برای جانشینی بهینه‌ساز داخلی در نظر می‌گیرند اما باید دقت شود که این کران در اصل یک کران برای تقریب تابع اصلی توسط سری تیلور است و نه یک کران برای تابع اصلی. دقیقاً زمانی که این کران بالا بین ماکزیمم مقدار تابع اصلی در واقعیت و سری تیلور تقریب زده شده از تابع اصلی قرار می‌گیرد پاسخ ارائه‌شده توسط این روش دچار خطا می‌شود. علت هم مشخص است که امکان دارد حداکثر مقدار تابع اصلی (بدترین حالت) در واقعیت قیدها را نقض کند درحالی‌که این روش مقدار پایین‌تری را تقریب زده که

به‌عبارت‌دیگر بهینه‌سازی بدون درنظرگرفتن عدم قطعیت به طراحی یک سامانه تک مؤلفه‌ای هیدروژن پراکسید در شرایط معین با تراست ۲۳۶ نیوتن و زمان سوزش ۱۰۰ ثانیه پرداخته می‌شود. در ادامه به مقایسه سه روش بهینه‌سازی بدترین حالت با فرض سطح اطمینان ۲ پرداخته می‌شود. لازم به ذکر است کل شبیه‌سازی در نرم‌افزار متلب و برای بهینه‌ساز داخلی با توجه به اینکه یک بهینه‌یابی محلی است و بهینه‌ساز داخلی در الگوریتم طراحی پیشنهادی در یک بازه کوچک $\pm \Delta$ انجام می‌گیرد از دستور fmincon در حالت پیش‌فرض که دارای سرعت مناسبی نیز هست استفاده شده است. برای بهینه‌ساز خارجی از الگوریتم ژنتیک با تنظیم پارامترهای زیر کمک گرفته می‌شود.

جدول ۵. مقادیر تنظیم پارامترهای الگوریتم ژنتیک

PopSize	CrossFraction	TolFun	TolCon
50	0.8	1e-3	1e-5
MigFraction	Generations	InitPop	MutFcn
0.2	300	[3,0,1,6]	gaussian
SelectFcn	CrossFcn	EliteCount	MigDirect
Stochastic uniform	scattered	0.05*PopSize	forward

همان‌گونه که انتظار می‌رفت و از نتایج جدول ۶ نیز قابل دریافت است روش بهینه‌سازی کلاسیک دارای حداقل ارزیابی نسبت به سایر روش‌های طراحی تحت عدم قطعیت است. علاوه بر سرعت طبیعتاً چون این روش محدودیت‌های مربوط به عدم قطعیت را موردتوجه قرار نمی‌دهد مقدار کمتری را حاصل می‌دهد. این موضوع در حالی است که بادر نظرگرفتن عدم قطعیت در پاسخ بهینه حاصل از بهینه‌سازی کلاسیک، قیود مربوطه نقض می‌گردد. در این موقعیت چگونگی کاربرد روش WCO مشهود می‌گردد.

جدول ۶. مقادیر حاصل به ازای وزن‌های مختلف

	O_WCO	W_WCO	G_WCO	Classic
Mass(Kg)	۲۳/۷۲۴۴	۲۳/۷۲۴۴	۲۳/۷۵۹۰	۲۱/۹۱
Massw(Kg)	۲۳/۹۷۲۶	۲۳/۹۷۲۷	۲۳/۷۰۶۶	-
Isp(Sec)	۱۷/۳۹۶۶	۱۷/۳۹۶۶	۱۷/۵۴۰۸	۱۷/۶۶
Ispw1(Sec)	-۹/۸۱۰۸	-۹/۸۱۰۸	-۹/۰۰۲۱	-
Ispw2(Sec)	-۱۰۴/۱۱	-۱۰۴/۱۱	-۱۰۷/۳۲۸	-
A_e/A^*	۱۳/۶۷۷۴	۱۳/۶۷۷۳	۱۴/۳۰۷۷	۲۰۰
$(A_e/A^*)_{w1}$	-۰/۰۰۰۳	-۰/۰۰۰۲	-۰/۰۰۰۲	-
$(A_e/A^*)_{w2}$	-۸۰/۵۹۹	-۸۰/۵۹۹	-۱۷۳/۶۲	-
evaluations	۵۲۳۱۵۳	۵۷۱۹۴	۳۹۲۹۰	۳۵۷۰

است روش WWCO توانسته است علاوه بر افزایش سرعت پاسخ‌هایی نظیر روش OWCO را حاصل کند. مقادیر تفاوت دو روش در ارقام بالاتر اعشار است. این در حالی است که روش GWCO با مدنظر قرار دادن تقریب سری تیلور و نامساوی کوشی -شوارتز برای دامنه تغییرات عدم قطعیت مقادیر متفاوتی نسبت به دو روش دیگر حاصل نموده است.

جدول ۷. مقادیر حاصل از طراحی

مقادیر	جرم کل (Kg)	Isp(s)	p_c (bar)	R_{pgt} (m)
O_WCO	۲۳/۷۲۴۴	۱۷۵/۳۹۶۶	۳/۸۸۸۹	۰/۰۹۶۰
W_WCO	۲۳/۷۲۴۴	۱۷۵/۳۹۶۶	۳/۸۸۸۹	۰/۰۹۵۶
G_WCO	۲۳/۷۵۹۰	۱۷۵/۵۴۰۸	۳/۸۹۲۴	۰/۰۹۵۶
t_b (s)	نسبت انبساط	تراست (N)	μ_e	
۱۰۵	۱۳۷/۶۷۷۴	۲۴۱	۶/۰۵۹۹	
۱۰۵	۱۳۷/۶۷۷۳	۲۴۱	۶/۰۵۹۹	
۱۰۵	۱۴۳/۳۰۷۷	۲۴۱	۶/۱۰۳۳	
γ	T_c (K)	جرم موتور (Kg)	دبی $\left(\frac{Kg}{s}\right)$	غلظت %H2O2
۱/۲۹۲۰	۱۰۱۰/۱	۰/۱۲۸۶	۰/۱۴۰۱	۸۹/۱
۱/۲۹۲۰	۱۰۱۰/۱	۰/۱۲۸۶	۰/۱۴۰۱	۸۹/۱
۱/۲۹۲۰	۱۰۱۰/۱	۰/۱۲۹۵	۰/۱۳۹۹	۸۹/۱
بار بستر	جرم کاتالیست	زاویه خروجی نازل (deg)	زاویه ورودی نازل (deg)	
۵۰	۰/۰۶۵۲	۱۴	۶۲	
۵۰	۰/۰۶۵۲	۱۴	۶۲	
۵۰	۰/۰۶۵۱	۱۴	۶۲	
Lengine(m)	R^* (m)	Re(m)	M_{prop}	
۰/۴۵۴۱	۰/۰۱۰۳	۰/۱۲۰۹	۱۴/۷۰۶۷	
۰/۴۵۴۱	۰/۰۱۰۳	۰/۱۲۰۹	۱۴/۷۰۶۷	
۰/۴۶۳۶	۰/۰۱۰۳	۰/۱۲۳۳	۱۴/۶۹۴۷	

قیدها توسط توابع تقریب‌زده شده نقض نمی‌شوند. روش WWCO از لحاظ دقت و سرعت در شرایط مطلوبی است. البته این روش نیز دارای نقطه ضعفی است. این موضوع زمانی پدیدار می‌شود که در حلقه درونی برای محاسبه بدترین حالت در بازه $[x_0 \pm \Delta]$ تغییرات تابع لزوماً صعودی و یا نزولی اکید نباشد. در این حالت نقطه اکسترمم، دیگر در ابتدا و انتهای بازه مذکور رخ نمی‌دهد. اما این ایراد در بسیاری از مسائل طراحی واقعی رخ نمی‌دهد زیرا دامنه مورد بررسی در بازه $\pm \Delta$ دامنه وسیعی نیست و احتمال اینکه چنین اتفاقی رخ دهد با تغییرات کمی که در توابع طراحی واقعی وجود دارد بسیار اندک است. دو روش OWCO و WWCO تقریباً دارای پاسخ‌های مشابهی هستند درحالی‌که روش GWCO دارای پاسخ متفاوت‌تری است. در این روش علاوه بر تقریب سری تیلور از نامساوی کوشی شوارتز نیز استفاده شده که باعث بزرگتر شدن دامنه عدم قطعیت نسبت به یک سری تیلور عادی است. در جدول ۷ می‌توان مقادیر دقیق‌تر هر بخش از زیرسامانه پیشرانش تک مؤلفه‌ای با هر یک از روش‌های مذکور را مشاهده کرد. در این جدول بدترین حالت پارامترهای طراحی لحاظ شده دقیقاً در روی مرزهای بیان‌شده قرار گرفته است. برای محاسبه مقادیر عدم قطعیت هر یک از پارامترها و متغیرهای طراحی از روش حداکثر درست‌نمایی توزیع جانسون استفاده شده است. برای نمایش جامعیت روش پیشنهادی سعی شده از همه انواع متغیرهای بازه‌ای و یا تنک بهره گرفته شود. توجه به این نکته ضروری است که در چارچوب پیشنهادی متغیرهای طراحی از پارامترهای طراحی جدا شده و عدم قطعیت شناختی نیز در نظر گرفته می‌شود همان‌گونه که در نتایج جدول نیز قابل مشاهده

۹. مآخذ

- [1] Yao, Wen, Xiaoqian Chen, Wencai Luo, Michel Van Tooren, and Jian Guo. (2011). "Review of uncertainty-based multidisciplinary design optimization methods for aerospace vehicles" *Progress in Aerospace Sciences* 47, no. 6 (2011): 450-479.
- [2] Fatehi, Mohammad, "Reliability Based Robust Design Optimization of Satellite Orbital Transfer System" (Phd Dissertation Proposal, Shahid Beheshti University, 2019.)
- [3] Ren, Ziyang, Minh-Trien Pham, and Chang Seop Koh. "Robust global optimization of electromagnetic devices with uncertain design parameters: comparison of the worst case optimization methods and multiobjective optimization approach using gradient index" *IEEE Transactions on Magnetics* 49, no. 2 (2013): 851-859.
- [4] Steiner, Gerald, Andreas Weber, and Christian Magele "Managing uncertainties in electromagnetic design problems with robust optimization." *IEEE transactions on magnetics* 40, no. 2 (2004): 1094-1099.
- [5] Fatehi, Mohammad, "Robust Design Optimization of launch Vehicle Upper-Stage". (MSc thesis.2017)
- [6] Oberkampf WL, Helton JC, Joslyn CA, Wojtkiewicz SF, Ferson S, "Challenge Problems: uncertainty in system response given uncertain

- parameters”, *Reliability Engineering and System Safety*, 85 (2004) 11-19.
- [7] Fersona S, Joslyn CA, Helton JC, Oberkampf WL, Sentz K. “Summary from the epistemic uncertainty workshop: consensus amid diversity”. *Reliability Engineering and System Safety* 2004; 85(1-3): 355- 369.
- [8] Johnson N.L, Kotz S. and Balakrishnan N. (1994). “Continuous Univariate Distributions”, volume 1 and volume 2 (1994).
- [9] DeBrotta, Swain, Roberts, Venkataraman, ,”Input modeling with the Johnson System of distributions”, (1988).
- [10] Snedecor, George W. and Cochran, William G., “Statistical Methods”, Iowa State University Press. (1989).
- [11] Monaco, Jeffrey F., et al. “Automated Methods to Calibrate a High-Fidelity Thrust Deck to Aid Aero-propulsion Test and Evaluation.” *ASME Turbo Expo 2008: Power for Land, Sea, and Air. American Society of Mechanical Engineers*, (2008).
- [12] Modisette, Jason P. “Maximum Likelihood Approach to State Estimation in Online Pipeline Models.” *2012 9th International Pipeline Conference. American Society of Mechanical Engineers*, (2012).
- [13] Xiao, Jie, and Bohdan Kulakowski. “Hybrid genetic algorithm: A robust parameter estimation technique and its application to heavy duty vehicles.” *Journal of dynamic systems, measurement, and control* 128.3 (2006): 523-531.
- [14] Fisher R A “On the probable error of a coefficient of correlation deduced from a small sample”, *Metron*, (1921) 1:3-32
- [15] Haldar, A., Shankar Mahadevan, “Probability, reliability, and statistical methods in engineering design”, *John Willey & Sons. Inc.*, New York (2000).
- [16] Dey, Prithbey Raj. "Robust and reliability-based design optimization under epistemic uncertainty." (2015).
- [17] Zaman, Kais, et al. "Robustness-based design optimization under data uncertainty." *Structural and Multidisciplinary Optimization* 44.2 (2011): 183-197.
- [18] Sankararaman S, Mahadevan S (2011) “Likelihood-based representation of epistemic uncertainty due to sparse point data and/or interval data”, *Reliability Engineering and System Safety*, 96 (2011) pp. 814-824.
- [19] Zaman, Kais, and Prithbey Raj Dey. "Likelihood-based representation of epistemic uncertainty and its application in robustness-based design optimization." *Structural and Multidisciplinary Optimization* (2017).
- [20] Nosratollahi, Basohbat Novinzadeh, Zakeri, Bemani, Emadi Noori. “Integrated Design of Orbital Transfer Block in an Optimized and Multistep Converged Environment”, *JSST*, (2016).
- [21] Hammond, Walter Edward. “Design methodologies for space transportation systems”. *AIAA*, 2001.
- [22] Adami, Amirhossein, Mahdi Mortazavi, and Mehran Nosratollahi. "Multidisciplinary Design Optimization of Hydrogen Peroxide Monopropellant Propulsion System using GA and SQP." *International Journal of Computer Applications* 113.9 (2015).
- [23] Nosratollahi, Fatehi, Adami, “Multidisciplinary Design Optimization of Hydrazine Monopropellant Propulsion System for Attitude Control of an Upperstage by GA”. *3rd National and First International Conference in applied research on Electrical, Mechanical and Mechatronics Engineering*. (2015).
- [24] Tajmar, Martin. “Advanced space propulsion systems”. *Springer Science & Business Media*, (2012).
- [25] Dieter K., and David H. Huang. “Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines”. Vol. 147. *AIAA*, 1992.
- [26] Fatehi, Mohammad, Mehran Nosratollahi, Amirhossein Adami, and SM Hadi Taherzadeh. “Designing Space Cold Gas Propulsion System using Three Methods: Genetic Algorithms, Simulated Annealing and Particle Swarm” *International Journal of Computer Applications* 118, no. 22 (2015).
- [27] Krejci, David, et al. "Structural impact of honeycomb catalysts on hydrogen peroxide decomposition for micro propulsion." *Chemical Engineering Research and Design* 90.12 (2012)
- [28] Huzel, Dieter K., and David H. Huang. “Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines”. Vol. 147. *AIAA*, 1992.
- [29] Adami, Amirhossein, Mahdi Mortazavi, and Mehran Nosratollahi. "Multidisciplinary Design Optimization of Hydrogen Peroxide Monopropellant Propulsion System using GA and SQP." *International Journal of Computer Applications* 113.9 (2015).
- [30] Sutton, George P., and Oscar Biblarz. “Rocket propulsion elements”. *John Wiley & Sons*, (2010).
- [31] Amri, Redha, D. Gibbon, and T. Rezoug. "The design, development and test of one newton hydrogen peroxide monopropellant thruster." *Aerospace Science and Technology* 25, no. 1 (2013): 266-272.
- [32] Chiasson, Thomas Michael. "Modeling the Characteristics of Propulsion Systems Providing Less Than 10 N Thrust." (PhD diss., Massachusetts Institute of Technology, 2012).
- [33] General Kinetics Inc. Monopropellant Thruster Datasheet.
- [34] Micro Aerospace Solution Monopropellant Datasheet. <http://www.micro-a.net/thrusters-tmpl.html>

- [35] McRight, Patrick, et al. "Confidence testing of Shell-405 and S-405 catalysts in a monopropellant hydrazine thruster". *41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*. (2005).
- [36] Sutton, George P., and Oscar Biblarz. "Rocket propulsion elements". *John Wiley & Sons*, (2016).
- [37] Taylor, Travis S. "Introduction to rocket science and engineering". *CRC Press*, 2009.
- [38] Wernimont, Eric. "System trade parameter comparison of monopropellants: hydrogen peroxide vs hydrazine and others." *In 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, p. 5236. 2006.
- [39] Davis, Noah S., and John H. Keefe. "Concentrated hydrogen peroxide as a propellant." *Industrial & Engineering Chemistry*48, no. 4 (1956): 745-748.
- [40] http://www.psi-pci.com/Pressurant_Tanks.htm.

پی‌نوشت

-
1. Robust Design
 2. Worst Case Optimization
 3. Reliability-Based Design Optimization
 4. hyper-ellipsoid
 5. Original _Worst Case Optimization
 6. Worst-vertex-based Worst-Case Optimization
 7. Gradient-based Worst-Case Optimization
 8. Robust Design Optimization
 9. Reliability Based Design Optimization
 10. Maximum Likelihood Estimation
 11. First Order Reliability Method
 12. Second Order Reliability Method
 13. Probability Density Function
 14. Cumulative Distribution Function
 15. Reaction Control Systems
 16. High-Test Peroxide
 17. Cross Sectional Area
 18. Green Advanced Space Propulsion